

技術論文

금속재와 복합재 허브 Flexure를 갖는 무힌지 허브시스템의 공력탄성학적 안정성에 관한 실험적 연구

송근웅*, 김준호*, 김덕관*, 이 옥*

An Experimental Study of Aeroelastic Stability of Hingeless Hub System with Metal and Composite Hub Flexure

Keun-Woong Song*, Joune-Ho Kim*, Deog-Kwan Kim* and Wook Rhee*

ABSTRACT

This paper presents the result of the aeroelastic stability test of the small-scaled hingeless hub system with composite paddle blades in hover and forward flight conditions. Excitation tests of hingeless hub system installed in GSRTS(General Small-scale Rotor Test System) at KARI(Korea Aerospace Research Institute) were carried out to get lead-lag damping ratio of blades with flexures as hub flexure. MBA(Moving Block Analysis) technique was used for the estimation of lead-lag damping ratio. First, blades with metal flexures, then with composite flexures of the same dynamic properties of rotor system as metal one were tested. Tests were done on the ground and in the wind tunnel according to the test conditions of hover and forward flight, respectively. Composite flexures were found to have better damping characteristics over metal ones in the non-rotating vibration test, and it was confirmed that the use of composite flexures would give observable improvement in aeroelastic stability compared to metal ones in all test conditions.

초 록

본 논문은 복합재 패들형 블레이드를 장착한 무힌지 허브 시스템의 정지 및 전진 비행 시 공력탄성학적 안정성 시험에 대한 것이다. 블레이드와 허브 flexure의 리드래그 감쇠비를 측정하기 위해 무힌지 허브시스템을 한국항공우주연구원의 GSRTS(General Small-scaled Rotor Test System)에 장착하여 가진 시험을 실시하였다. 리드래그 모드의 감쇠비를 산출하기 위해 MBA(Moving Block Analysis)기법을 사용하였다. 먼저 금속재 flexure를 장착하여 시험을 수행한 후, 로터시스템의 동력학적 특성이 같도록 설계된 복합재 flexure를 장착하여 시험하였다. 시험은 정지 및 전진비행 조건에 따라 지상 및 풍동에서 수행하였다. 비회전 시험을 통해 복합재 flexure의 감쇠특성이 금속재보다 향상됨을 확인하였으며, 모든 시험 조건에 대해 복합재 flexure가 금속재보다 무힌지 허브시스템에 대한 공력탄성학적 안정성이 향상됨을 확인하였다.

Key Words : Helicopter(헬리콥터), Hingeless Hub(무힌지 허브), flexure(유연보), Aeroelastic stability(공력탄성학적안정성), Lead-lag mode(리드래그 모드), Natural frequency(고유진동수), damping ratio(감쇠비)

† 2004년 7월 22일 접수 ~ 2004년 11월 24일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원 회전익기그룹
연락처, E-mail : skw@kari.re.kr
대전광역시 유성구 어은동 45

1. 서 론

헬리콥터 로터 시스템은 헬리콥터의 성능 및 안정성을 좌우하는 핵심요소이며 헬리콥터 개발 시 최우선적으로 개발되는 구성품 중 하나이다. 로터 시스템은 허브와 블레이드로 구성된다. 블레이드는 로터의 성능, 소음, 진동 및 안정성 특성을 결정짓는 중요한 요소이다. 일반적으로 실물 크기 블레이드를 설계한 후 공력 성능 및 공력탄성학적 안정성을 확보하기 위해 축소 블레이드를 제작하여 회전 시험을 수행하게 된다[1].

허브는 형태에 따라 관절형 허브, 무한지 허브 및 베어링없는 허브 등으로 분류된다. 관절형 로터 시스템으로부터 베어링없는 로터 시스템으로 발전하면서 정비성, 신뢰성 및 중량 이득 측면에서는 우수해졌지만, 공력탄성학적 안정성 측면에서는 그 문제가 복잡해졌다. 최근에는 무한지 허브, 베어링없는 허브의 안정성 향상에 많은 노력을 기울이고 있다[2,3,4].

로터 시스템의 리드래그 모드는 공기력에 의한 감쇠가 적어 각종 헬리콥터 불안정성의 원인이 된다. 이러한 불안정성을 제거하기 위해서는 로터 시스템의 리드래그 모드 감쇠를 증가시켜야 한다. 일반적으로 댐퍼를 장착하며 다른 방법으로 공력탄성학적 연계를 이용하여 리드래그 감쇠를 증가시키는 연구도 진행되고 있다[5]. 최근에는 고성능 무한지 로터 시스템을 개발하기 위해 스마트 플랩이 적용된 무한지 로터 시스템에 대한 공력탄성학적 안정성 연구도 이루어지고 있다[6].

본 연구는 Super Lynx의 금속재 무한지 허브 시스템을 기본으로 하여 제작된 축소 무한지 허브 시스템의 공력탄성학적 안정성에 관한 것이다. 이는 금속재 허브 flexure를 복합재 허브 flexure로의 대체 가능성을 판단하기 위함이다. 무한지 로터 시스템의 동특성을 고려한 두 가지 flexure를 제작한 후 블레이드를 장착하여 동일 시험조건에서 가진 시험을 수행하였다. 실제 헬리콥터에서 금속재 허브를 복합재 허브로 대체 가능할 경우 허브 시스템의 중량 이득에 따른 성능향상 및 안정성 향상의 효과를 기대할 수 있다.

축소 무한지 로터 시스템의 공력탄성학적 안정성 시험은 한국항공우주연구원(이하 KARI)의 GSRTS (General Small-scaled Rotor Test System)에 장착하여 회전시험을 수행하였다. GSRTS는 축소 로터 시험장비로 1999년 제작된 후 데이터 획득 시스템 추가, 허브 상단의 프리앰프 추가/변경, 6분력 회전발란스 추가, 구동 모터/트랜스미션 추가 등의 보완 및 성능 개량

이 이루어졌으며, 현재는 무인헬기용 로터 시스템의 성능검증 시험을 수행중이다.

II. 본 론

2.1 축소 무한지 로터 시스템

무한지 허브 시스템은 Fig. 1과 같이 크게 세 부분으로 나눌 수 있다. 먼저 허브 플레이트는 회전축과 연결되어 피치 베어링 어셈블리와 결합되는 부품이다. 피치베어링 어셈블리는 피치베어링(페더링 베어링)과 타이바 및 하우징으로 구성되어 블레이드 페더링 모션을 감당하게 된다. 마지막으로 허브 flexure는 플랩 및 리드래그 힌지 역할을 수행하는 핵심 구성품이다.

2.1.1 축소 복합재 패들형 블레이드

Fig. 2의 패들형 블레이드는 실물 크기 Lynx 헬리콥터의 BERP 블레이드의 구조적 특성을 모사할 수 있도록 설계하였으며 1/6 프루드 축소값을 기준으로 삼았다[8]. 본 연구에서 사용된 복합재 패들형 블레이드의 무게 중심, 탄성축, 굽힘강성 등의 기본 물리량 측정결과는 Table 1과 같다. 블레이드를 장착한 축소 무한지 로터 시스템은 반경 1067mm가 된다.

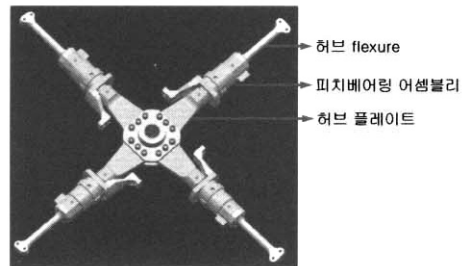


Fig. 1. Components of Hingeless Hub System

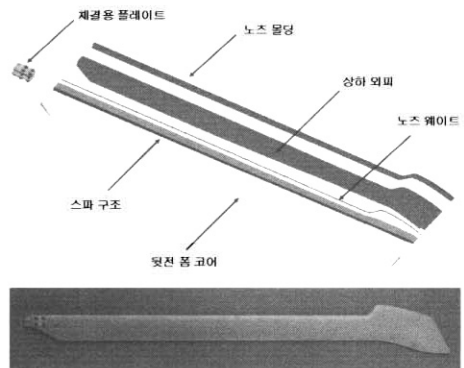


Fig. 2. Small-scaled Composite Paddle Blade

Table 1. Paddle Blade Properties

항 목	측정값 (평균)
Mass	241 g
Center of gravity	29.9 %c (19.9 mm)
Elastic axis	40.28 %c (26.6 mm)
Flap natural frequency	6.42 Hz
Lag natural frequency	22.9 Hz
Flap bending stiffness	17.7 Nm ²
Chord bending stiffness	214.5 Nm ²
Torsion rigidity (GJ)	25.9 Nm ²

2.1.2 축소 무힌지 허브시스템

본 연구에서 사용된 무힌지 허브시스템은 Lynx 헬리콥터의 무힌지 로터 시스템의 기술적 데이터를 적용하여 1/6로 축소 개발한 허브시스템이다. 일반적으로 무힌지 로터의 경우 1차 리드래그 고유진동수는 0.6~0.8Ω, 1차 플랩 고유진동수는 1.1~1.3Ω 정도의 범위에 존재하게 된다.

아래 Table 2는 축소 패들형 블레이드의 해석 결과중 최대 일괄피치 15도 일 때와 최대 전진속도비(Advance ratio, μ) 0.4일 때 허브 flexure 끝단에 작용하는 하중을 정리한 것으로 원심력 방향 하중이 가장 큼을 알 수 있다. Fig. 3은 허브 flexure 설계 하중의 방향을 나타내고 있다.

금속재 허브 flexure는 일반적인 무힌지 로터

Table 2. Design Loads of Hub Flexure

6분력		Radial shear(Fx)		Lag shear(Fy)		Flap shear(Fz)	
단위		lbf	N	lbf	N	lbf	N
정지 비행	coll. 15 deg	226.9	1009.2	-8.17	-36.35	23.08	102.7
전진 비행	μ=0.4	223.5	1038.6	-2.91	-12.94	22.35	99.41

6분력		Torsional moment(Mx)		Flatwise bending(My)		Edgewise bending(Mz)	
단위		lbf	N	lbf	N	lbf	N
정지 비행	coll. 15 deg	0.13	0.18	-4.29	-5.82	-0.806	-1.09
전진 비행	μ=0.4	-0.005	-0.006	-4.46	-6.04	0.591	0.801

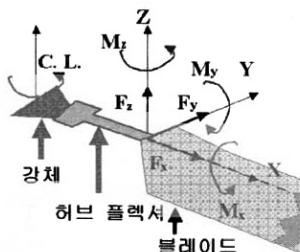


Fig. 3. Coordinate for Hub Flexure Loads

시스템의 동특성을 유지하면서 Table 2의 설계공력하중을 감당할 수 있도록 설계하였다. 실제 Lynx의 금속재 허브 flexure는 티타늄계열을 사용하지만, 축소 금속재 허브 flexure는 엔지니어링 플라스틱(engineering plastic)인 톨론(Torlon)으로 제작하였으며 이를 장착한 축소 허브를 축소 금속재 허브시스템이라 한다.

복합재 허브 flexure는 금속재와 동일한 하중조건과 동일한 동력학적 특성을 갖도록 설계되었다. 금속재료와의 접합이 어려운 복합재 성형 특성상 피치베어링 하우징과 허브 flexure가 일체형으로 제작되었다. 복합재 허브 flexure는 Table 3과 같은 순서로 적층되었으며, Fig. 4처럼 원형 단면과 등방성을 갖도록 설계하여 공력탄성학적 연계성, 허브 flexure에 의한 블레이드 운동 모드사이의 연성은 배제하였다[9]. 이 복합재 flexure를 장착한 허브를 복합재 허브시스템이라 한다.

Table 3. Lay up of Composite Hub Flexure

적층순서	허브 flexure	피치베어링 하우징
1	[0 ₄ /±45] ₁	[0 ₄ /±45] ₁₈
2	[0 ₂ /±45/±45] ₁	[0 ₂ /±45/(±45) ₁₈
3	[0 ₂ /±45] ₂	[0 ₂ /±45) ₂ /(±45) ₁₇
4	[0/±45/±45] ₁	[0/±45/(±45) ₁₈

※밀줄이 없으면 UD Glass, 있으면 UD Carbon

Fig. 5는 제작된 축소 무힌지 허브시스템으로 왼쪽은 금속재 허브시스템이며 오른쪽 상단은 유압식 댐퍼, 하단은 복합재 flexure이다. 로터 시스템 제작시 성능 시험 및 로터 불안정성을 대비하여 댐퍼를 제작하였으나 본 연구는 안정성 시

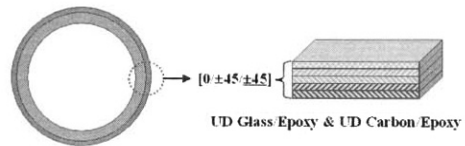


Fig. 4. Design Structure of Composite Hub Flexure

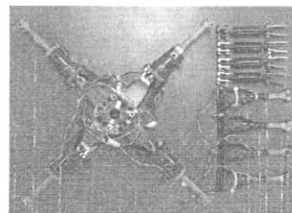


Fig. 5. Manufactured Hingeless Hub System

힘이므로 댐퍼를 탈착한 후 시험을 수행하였다. Table 4에 설계 및 제작된 각 flexure의 굽힘 강성을 정리하였다.

Table 4. Hub Flexure Stiffness

구 분	Torlon Flexure	복합재 Flexure
설계 굽힘 강성	6.7 Nm ²	6.3 Nm ²
제작 굽힘 강성	6.8 Nm ²	10.3 Nm ²

2.2 안정성 시험

2.2.1 가진 시험

헬리콥터 로터 시스템의 공력탄성학적 안정성 시험은 회전시 외란에 대해 로터 시스템의 안정성을 측정하는 것이다. 로터 시스템은 블레이드 플랩 모드, 리드래그 모드, 비틀림 모드의 운동에 따라 영향을 받는다. 비틀림모드는 상대적으로 매우 높은 고유진동수와 작은 진폭으로 운동하기 때문에 허브에 주는 영향이 적다. 플랩모드는 1/rev과 유사한 특성으로 항상 존재하지만 허브 무게중심의 면내 변화가 없고, 공기력에 의한 감쇠가 크다. 그러나 리드래그 모드는 각 블레이드의 비대칭 운동을 발생시키며 이로 인한 허브 무게 중심 변화는 허브에 불안정한 진동을 야기한다. 이러한 불안정한 진동은 특히 soft-in-plane 로터의 경우 지상공진과 같은 심각한 불안정 현상을 발생시킬 수 있다. 또한 리드래그 모드는 공기력에 의한 감쇠가 상대적으로 작기 때문에 공력탄성학적 안정성측면에서는 리드래그 모드가 중요하게 된다.

로터 시스템 안정성시험을 위해서는 블레이드 리드래그 모드를 유발시켜야 한다. 이를 위해 GSRTS에는 스와시판을 가진할 수 있는 유압가진기가 장착되어 있다. 가진에 의한 스와시판의 수직운동은 블레이드 사이클릭 피치를 변화시켜 플랩운동을 발생시킨다. 충분한 플랩운동이 발생되면 코리올리스 힘에 의해 래그모드가 유발된다. 가진주파수는 progressing과 regressing 리드래그 고유진동수이며, 1차 가진은 해석레이터를 기준으로 실시한다. 이때 측정된 고유진동수로부터 다시 2차 가진을 실시한다.

신호의 측정은 시험조건에 맞는 피치각과 회전수로 GSRTS를 회전시킨 후, 가진하기 전부터 가진후 감쇠응답이 끝날 때까지 블레이드 응답을 측정한다. 이때 블레이드와 flexure에 부착된 스트레인게이지로부터 발생된 신호는 허브 상단의 프리앰프에서 적절한 배율로 증폭되며, 증폭된 신호는 회전축을 통해 연결된 80 점점 슬립링으

로 전달되어 비회전계로 연결된다. 이후로 A/D 변환된 데이터가 DAQ 컴퓨터에 저장되며, 오실로스코프 및 모니터링 콘솔을 통하여 항상 신호를 관찰한다. 이 과정을 회전수와 일괄피치각 및 전진속도비에 따라 반복 수행하며, 저장된 신호로부터 MBA(Moving Block Analysis)프로그램을 이용하여 고유진동수와 감쇠비를 산출한다.

블레이드와 flexure의 운동을 감지하기 위해 스트레인게이지를 Table 5와 같이 부착하였으며 모두 풀브릿지(full-bridge)로 구성하였다.

Table 5. Number of Straingauge Channels

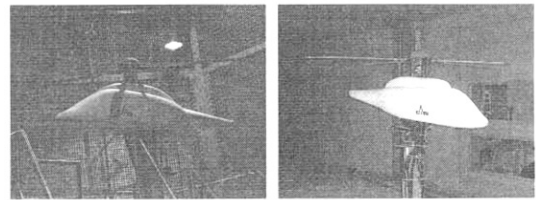
구 분	Flap	Torsion	Lead-lag
Blade	4	2	2
Flexure	2	-	2
amp. gain	250	500	500

2.2.2 정지 및 전진비행 시험조건

공력탄성학적 안정성 시험을 수행하기 위한 시험 조건은 Table 6과 같다.

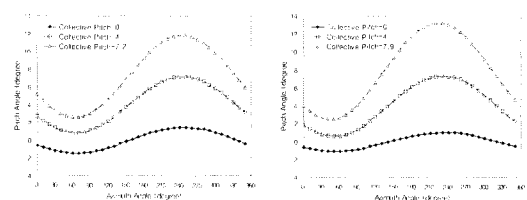
Table 6. Rotating Test Conditions

구 분	전진 비행		
	$\mu=0$	$\mu=0.1$	$\mu=0.25$
회전수 (780rpm기준)	20, 40, 60, 80, 100 % rpm		
collective pitch (deg)	-2, 0, 2, 4, 6		
동체 tilt angle (deg)	8	7.2	7.9
	0	0.84	4.01



(a) on Ground (b) in Wind-tunnel

Fig. 6. GSRTS



(a) Advanced Ratio=0.1 (b) Advanced Ratio=0.25

Fig. 7. Trim Conditions in Forward Flight

정지비행시는 무풍 대기조건 및 동체와 스와시판이 수평인 상태를 적용하여 Fig. 6(a)와 같이 지상에서 수행하였다. 전진비행시는 Fig. 6(b)와 같이 KARI의 4×3×10m 중형 아음속풍동에서 수행하였으며 전진비행 동체 기울임각, 풍속 등을 적용하여 시험하였다. 전진비행시 트림은 회전시 블레이드의 모션을 모니터링하여 플랩 모멘트가 최소가 되도록 Fig. 7과 같이 사이클릭 피치각을 적용하였다.

2.3 데이터 처리 기법

2.3.1 Moving Block Analysis Technique

MBA기법은 모달 감쇠와 주파수를 순간 신호로부터 분석하는 디지털 신호 처리 방법으로 알고리즘이 단순하며 간단한 기술과 손쉬운 장비구성을 할 수 있기 때문에 회전익기 산업에서 널리 쓰이는 방법이다.

감쇠 사인파형 신호의 임의의 순간 응답은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$f(t) = Ae^{\sigma t} \sin(\omega t + \phi) \quad (1)$$

여기서 $\sigma = -\zeta\omega$ 이다. 이 함수를 τ 부터 $\tau+T$ 까지 유한 푸리에 변환(finite Fourier transform)을 구해보면,

$$F(\omega, \tau) = \int_{\tau}^{\tau+T} Ae^{\sigma t} \sin(\omega t + \phi) e^{-i\omega t} dt \quad (2)$$

여기서 함수 $F(\omega, \tau)$ 는 분석되는 주파수 ω 에서 τ 의 함수이다. $\zeta \ll 1$ 에 대해서 자연로그를 취하면 다음 식과 같다.

$$\ln F(\omega, \tau) = -\zeta\omega\tau + \frac{1}{2} \sin 2(\omega\tau + \phi) + cont. \quad (3)$$

위에서 언급한 바와 같이 전체 측정된 신호의 개수를 N 이라 하면 $N_b \ll N$ 이 되는 블록 크기(block size) N_b 를 선택하여 위의 계산 과정을 반복 수행한다.

점성감쇠에서 $\ln F(\omega, \tau)$ 와 τ 에 대해 그래프를 그리면 기울기가 $-\zeta\omega$ 인 직선과 주파수가 2ω 로 진동하는 신호의 합으로 표현된다. 이것을 다시 최소자승법을 이용한 선형 피팅(linear fitting)을 하면 기울기가 $-\zeta\omega$ 인 직선이 나오는데 이를 고유진동수로 나누면 점성 감쇠 계수 ζ 가 산출된다.

2.3.2 데이터 처리

데이터 측정, 저장 및 감쇠비 산출 등 모든 데

이터 처리 과정은 LabVIEW를 이용하여 작성한 프로그램을 이용하였다. 신호 저장은 sampling rate 1024 S/s로 15초 동안 저장하여 가진 시작 전부터 가진 후 감쇠가 끝나는 신호를 저장하였다. 감쇠비는 MBA 프로그램을 이용하여, 블레이드 및 flexure에 부착된 리드래그 모드 스트레인 게이지 신호로부터 산출하였다. 가진이 끝난 시점을 시작점(start point)으로 하여 최대 진폭의 0.2배가 되는 시점을 종료점(end point)으로 감쇠 신호를 설정하였다. 블록크기 및 iteration 횟수 등은 감쇠 신호의 절반 정도가 되도록 기준으로 하였다.

감쇠비는 산출 방법에 따라 결과 및 산출 오차의 차이가 발생한다. 특히, 회전익 시험의 특성상 저장된 신호에는 타 모드의 주파수와 노이즈가 포함되어 있다. 이에 대한 산출에러를 최소화하기 위해 lowpass filter 20Hz를 적용하였고, 가중함수(weighting function)는 Hanning window를 사용하였다. 좀더 정확한 감쇠비 산출에 대한 연구는 차후 수행할 예정이다.

이와 같은 방법으로 산출된 블레이드 감쇠비와 flexure의 감쇠비의 평균값을 무한지 로터 시스템의 감쇠비로 결정하였다.

2.4 시험 결과

2.4.1 비회전시 동특성시험

비회전시험은 로터 시스템의 구조적 고유진동수와 감쇠비가 된다. 비회전시험은 C-clamp를 이용하여 스와시판을 고정시키고 각 모드별 임팩트를 가한 후 응답을 측정하는 것이다. 비회전시험 결과는 Table 7,8과 같다.

Table 7. Non-Rotating Natural Frequency

구 분	flap (Hz)	lag (Hz)	torsion (Hz)
금속재허브	3.9346	4.8520	76.685
복합재허브	4.4343	5.8023	78.851

Table 8. Non-Rotating Damping Ratio

구 분	flap mode damping ratio(%)	lag mode damping ratio(%)
금속재허브	1.7733	1.2755
복합재허브	1.6934	2.3443

비회전시 리드래그 모드 감쇠비는 복합재 허브가 금속재 허브보다 높게 측정되었다. 회전시 감쇠는 구조적 감쇠와 공기력에 의한 감쇠로 이루어진다. 동일한 블레이드를 사용하므로 공기력

에 의한 감쇠는 비슷한 수준이라 할 수 있으며 따라서 회전시에도 복합재 허브의 감쇠가 더 크리라 예상할 수 있다.

2.4.2 공력탄성학적 안정성 시험 결과

회전수별 각 모드의 고유진동수를 도시한 그래프를 Fanplot이라 한다. 정지비행 조건으로 측정된 각 모드별 고유진동수는 Table 9와 Fig. 8, 9와 같다. Fanplot에서 점선은 N/rev을 나타내며 실선은 미국 ART사의 로터시스템 전용 해석 코드인 FLIGHTLAB 해석 결과이며, 도형으로 표시한 것이 시험 결과이다. 각 모드별 고유진동수는 부착된 블레이드에 따라 미소한 차이가 있기 때문에 각각 평균값을 표시하였다.

Table 9. Rotating Natural Frequency

구 분	Rotor Speed (rpm)	1st Flap (Hz)	1st Lag (Hz)	1st Torsion (Hz)
금속재허브	780	13.363	8.821	80.36
복합재허브	780	14.0597	9.355	90.08

각 모드별 고유진동수 측정 결과로 1차 플랩 고유진동수는 1/rev 신호와 근접하여 약간 상위 범위인 1.1 Ω 에 존재하는 것으로 측정되었으며, 1차 리드래그 고유진동수는 0.7 Ω 정도로 측정되었고 해석결과와 잘 일치함을 알 수 있다. 비틀림 모드는 타모드에 비해 미소 진폭과 고주파로 정확한 예측과 측정이 매우 어렵다. 특히 비틀림과 관계된 FLIGHTLAB 입력값 중 피치링크 강성, 타이바 탄성 등을 정확히 모델링하지 못했고, 블레이드 피치방향 체결유격, 스와시판 베어링 유격 등의 영향으로 해석결과와 측정결과 차이가 나타났다.

정지 및 전진비행시 공력탄성학적 안정성 시험으로 리드래그 감쇠비를 측정된 결과는 Fig. 10,11,12와 같으며 모든 조건에서 일괄피치각이

증가할수록 감쇠비도 증가함을 확인하였다. 이는 로터 시스템의 일반적인 특성이며, 블레이드 피치각이 운용범위를 넘어 실속이 발생될 때까지 리드래그 감쇠는 증가한다.

모든 비행 시험 조건에서 복합재 허브의 감쇠비는 금속재 허브보다 약 20% 높게 측정되었는데 이는 비회전시험으로 확인한 리드래그 모드의

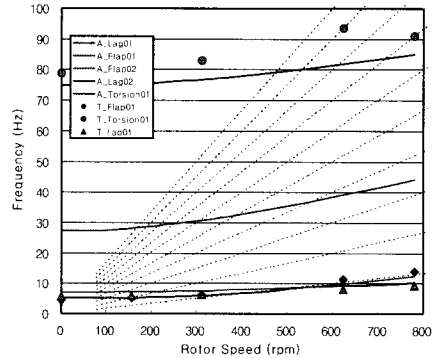


Fig. 9. Fanplot of Composite Hub System

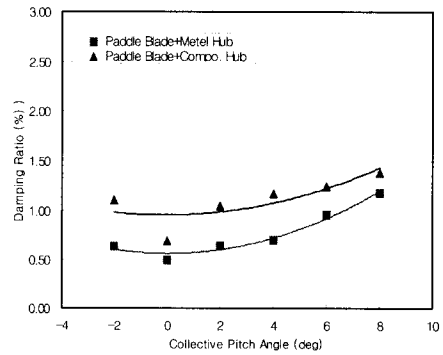


Fig. 10. Lead-lag Damping Ratio in Hover

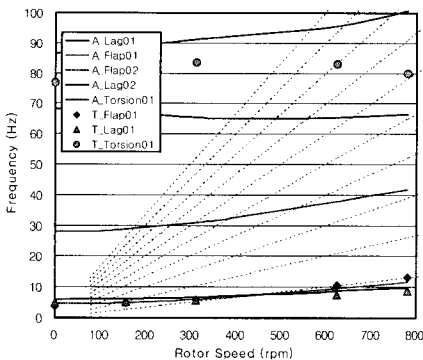


Fig. 8. Fanplot of Metal Hub System

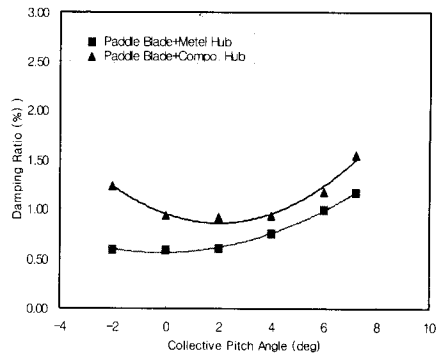


Fig. 11. Lead-lag Damping Ratio in Forward Flight (Advance Ratio=0.1)

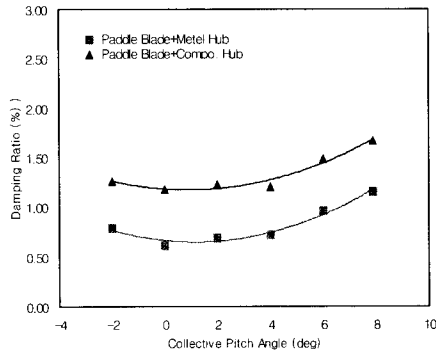


Fig. 12. Lead-lag Damping Ratio in Forward Flight (Advance Ratio=0.25)

구조적 감쇠가 더 크기 때문이다. 복합재 flexure의 경우 설계 하중을 위한 강성은 카본과 유리섬유가 감당한다. 그러나 복합재 구조물의 성형 특성상, 제작 강성은 설계 강성과 달라지게 된다 (Table 4 참조). 특히 레진은 복합재 구조물의 감쇠를 증가시켜주는 역할을 하게 되며 이로서 복합재 flexure의 구조적 감쇠가 금속재 flexure보다 큰 것으로 사료된다.

Fig. 10,11,12에서 전진비가 0, 0.1, 0.25로 증가함에 따라 감쇠비도 증가하였다. 이로서 전진속도가 빨라질수록 공기력에 의한 감쇠가 더 커짐을 알 수 있었다.

III. 결 론

축소 복합재 패들형 블레이드를 장착한 금속재와 복합재 무힌지 허브 시스템의 공력탄성학적 안정성 시험을 수행한 결과 다음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

1) 측정된 모든 범위의 리드래그 감쇠비가 양의 값으로 측정되어 본 연구에 사용된 무힌지 허브시스템은 공력탄성학적으로 안정함을 알 수 있었다.

2) 일반적으로 리드래그 감쇠비는 일괄피치각에 따라 증가하다가 실속이 되면 급격히 감소하게 된다. 본 연구 결과에서도 일괄피치각이 증가함에 따라 감쇠비도 증가하였다. 또한 전진속도가 빨라질수록 공기력에 의한 감쇠가 증가하였다.

3) 금속재와 복합재 flexure를 교체하여 시험한 결과 복합재 flexure의 감쇠비가 약 20%정도 높게 측정되었다. 이는 동일한 공력성능의 허브부품을 복합재로 사용할 경우 경량화 및 안정성 증대를 이룰 수 있는 근거가 된다.

본 연구로 수행된 시험기법과 시험장치는 현재 수행중인 "차세대 헬리콥터 로터시스템 개발" 등과 같은 연구과제와 향후 국내 수행예정인 "한국형 다목적 헬기(KMH) 개발" 등과 같은 국가 헬리콥터 개발사업의 시험평가 분야에도 적용할 예정이다.

후 기

본 논문은 산자부에서 지원한 항공우주기술개발사업 '헬리콥터용 힌지없는 허브시스템 핵심기술 선형연구(III)'과제 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 주 진, "복합재 무힌지 로터의 공력탄성학적 안정성에 대한 실험적 연구", 춘계항공우주학회, pp.231-235, 1996.
- 2) Robert A. Ormiston, "The Challenge of the Damperless Rotor", Proceedings of the 22nd European Rotorcraft Forum, Brighton, England, September, 1996.
- 3) Anita L. Tracy, Inderjit Chopra, "Aeroelastic Stability Testing and Validation of a Composite Hingeless Rotor in Hover", 37th AIAA/AHS, Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit; Salt Lake City, UT; Apr. 15-17, 1996 pt.4 pp.2447-2458.
- 4) Chang Heon Han, Chul Yong Yoon, Sung Wook Moon, Chang Sung Lee, Sung Nam Jung, Hae Kyung Lee and Seung Jo Kim, "Experimental and Numerical Investigation on Helicopter Ground Resonance with Composite Flexures", 24th European Rotorcraft Forum, Vol. 2 DY04, Sep., 1998.
- 5) 한창현, 윤철용외, "복합재료 Flexure를 이용한 무힌지 회전익의 공력탄성학적 및 공력기계학적 안정성 향상에 관한 연구", 한국항공우주학회지 1999 제27권 제8호 pp.33-40 1225-1348 33-40 한국항공우주학회 1999. 12.
- 6) Shen Jinwei, Chopra Inderjit, "Aeroelastic stability of smart trailing-edge flap helicopter rotors", AIAA/AHS/ASC Structures, Structural dynamic, and Materials Conference and Exhibit, 42nd pp.1-11, Seattle, 2001.
- 7) 김덕관외, "헬리콥터용 힌지없는 허브시스

템의 구조/동역학 특성 연구 및 공탄성 해석", 한국항공우주학회 추계학술대회, 2001.

8) 김덕관외, "헬리콥터 힌지없는 로터 시스템 용 패들형 축소 복합재료 블레이드 구조 설계 및

제작", 추계복합재료학회, 2002.

9) 김덕관외, "헬리콥터용 힌지없는 축소 복합 재료 허브부품 구조 설계 및 해석", 추계복합재료학회, 2003.